

# Estudio Experimental de la Separación de Etapas de un Cohete en Baja Atmósfera

**Resumen:** El presente trabajo trata sobre el estudio experimental de la fase de separación de un cohete de dos etapas en baja atmósfera. Se realizó una campaña de ensayos en túnel de viento para analizar el comportamiento estático y dinámico de la primera etapa durante la separación, evaluando posibles interferencias con la segunda etapa. Se encontró que la primera etapa es estáticamente estable a bajos ángulos de ataque. No obstante, si se consideran las perturbaciones del proceso de separación, se obtiene un comportamiento inestable.

**Palabras Claves:** Separación de cohete, aerodinámica experimental, túnel de viento

**Abstract:** This paper deals with the experimental study of a two stage rocket separation phase in the low atmosphere. A wind tunnel test campaign has been done in order to analyze the static and dynamic behavior of the first stage during the separation, evaluating possible interferences with the second stage. The first stage was found to be stable while flying at low angles of attack. However, if the perturbations suffered during the separation are taken into consideration, then the first stage becomes unstable.

**Keywords:** rocket separation, experimental aerodynamics, wind tunnel

**Miguel Ángel Aguirre, Juan Pablo Ruscio, Guillermo Carlos Moreo, Carlos Olmedo.**

ILAyF (Laboratorio de Aerodinámica y Fluidos) - Departamento de Ingeniería Aeronáutica.

Facultad Regional Haedo - Universidad Tecnológica Nacional.

Paris 532 - Haedo - CP1706 - Bs. As - Argentina.

Mail: [www.frh.utn.edu.ar](http://www.frh.utn.edu.ar) - [aguirre.utn@gmail.com](mailto:aguirre.utn@gmail.com)

# INTRODUCCIÓN

El proceso de separación de etapas al que se ve sujeto un cohete volando en baja atmosfera es realmente complejo. Esto se debe a que en esas altitudes (del orden de los 14Km) aún son significativas las cargas aerodinámicas, e incluso pueden aparecer interacciones entre las etapas durante su separación.

Con vistas a profundizar el conocimiento sobre este fenómeno y recolectar datos para validar simulaciones numéricas CFD, se decidió realizar una campaña de ensayos aerodinámicos con un modelo genérico de cohete bietapa. Los ensayos se realizaron en el túnel de viento mayor del LAYF y fueron tanto del tipo estático (mediciones en balanza y visualización de flujo) como dinámico (estudio de respuesta dinámica en banco de 3 grados de libertad).

## ENSAYOS ESTÁTICOS

### Descripción del ensayo

El objetivo es determinar la estabilidad estática de la primera etapa del cohete. Esta característica es de gran relevancia para el proceso de separación. Si la primera etapa es inestable, va a tender a girar alrededor de su centro de gravedad. Caso contrario (cuerpo estable), la primera etapa va a tender a continuar su trayectoria de vuelo original, siguiendo a la segunda etapa.

Para conocer la estabilidad del cuerpo se debe determinar su curva de coeficiente de momento de cabeceo en función del ángulo de ataque ( $C_m$  vs  $\alpha$ ). Esto se obtiene mediante un ensayo en túnel de viento, midiendo con una balanza la curva de momentos en una maqueta a escala de la primera etapa del cohete. A partir de la curva de momentos se puede determinar la estabilidad ( $dC_m/d\alpha$ ) de la maqueta.

### Equipamiento

Para el ensayo se utilizó una maqueta en escala 1:25 de la primera etapa de un cohete genérico. Esta fue construida por impresión 3D en plástico ABS según se observa en la Figura 1.

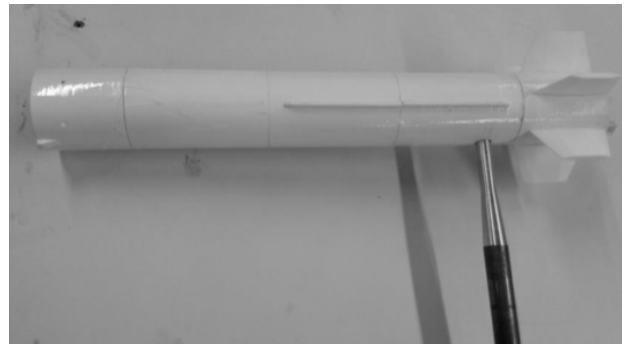


Figura 1 – Maqueta de la primera etapa.

El modelo fue ensayado en el túnel de viento mayor del LAYF, que tiene una cámara de ensayos cuadrada de 1.28m de lado y alcanza una velocidad máxima de 20m/Seg.

Este túnel de viento fue equipado para el ensayo con una balanza externa de 3 grados de libertad y un rack de transductores de presión diferenciales como se aprecia en la Figura 2.



Figura 2 – túnel de viento, balanza y panel de control

Condiciones de similaridad

Para este estudio se va a asumir que el proceso de separación ocurre a una altitud de referencia de 14.000m y a una velocidad de referencia de 50m/seg. No obstante debe contemplarse que el ensayo fue realizado con una maqueta a escala, ensayada al nivel del mar y a una velocidad de 20m/seg. Es por ello que se debe saber qué grado de concordancia hay entre la presión dinámica “q” y número de Reynolds “Re” del ensayo con respecto al modelo real. Esto se muestra en la Tabla 1, donde la longitud de referencia utilizada fue la cuerda geométrica media de las aletas estabilizadoras.

CONDICIÓN	q [Pa]	Re [---]
VUELO	282.8	1.120.000
ENSAYO	296.7	85.000

Tabla 1 – condiciones de similaridad

Se aprecia que la presión dinámica está en el mismo orden de magnitud. Esto permite escalar directamente las cargas medidas en el ensayo de balanza. En cambio se observa que el número de Reynolds está muy por debajo del valor correspondiente al vuelo. De hecho, está en el rango de bajos Re. Esto significa que no habrá una correspondencia exacta entre ambos ensayos, sin embargo esto no quita que los resultados sean válidos. De hecho son realmente útiles ya que el efecto de bajos número de Reynolds no cambia la naturaleza del problema. Es decir que si la primera etapa es inestable en el túnel de viento, también lo será en el vuelo en condiciones reales. El efecto de bajos Reynolds (Lee et al., 2004) solo modifica un poco a la pendiente de sustentación en zona lineal, al valor de Cl máximo, y al Cd. Esto solo altera levemente la magnitud de los parámetros medidos en túnel respecto a los del vuelo, pero la tendencia sigue siendo la misma y las

diferencias no tendrán impacto significativo en el objeto del presente estudio.

Ensayo en balanza

El objetivo de este ensayo es determinar las curvas características de la 1º etapa para el rango de ángulos de ataque de  $-10^{\circ} < \alpha < +180^{\circ}$  con intervalos de  $2.5^{\circ}$ , a una velocidad de corriente libre de 20m/Seg. Esto se realizó mediante la balanza externa de 3 grados de libertad calibrada según el procedimiento estándar (Rae y Pope, 1984). La misma permite obtener la sustentación “L”, la resistencia “D” y el momento de cabeceo “M” para cada condición de ángulo de ataque.

Luego se procede a determinar los coeficientes adimensionales de la maqueta. El coeficiente de sustentación se obtiene con la expresión (1), el coeficiente de resistencia con la expresión (2) y el coeficiente de momento de cabeceo con la expresión (3)

$$C_l = L / (1/2 \rho V^2 S) \tag{1}$$

$$C_d = D / (1/2 \rho V^2 S) \tag{2}$$

$$C_m = M / (1/2 \rho V^2 S L) \tag{3}$$

En donde las constantes correspondientes se indican en la Tabla 2:

PARÁMETRO	SÍMBOLO	VALOR	UNIDAD
Superficie de plata	$S=L \cdot D$	0,02567	$m^2$
Largo	L	0,435	m
Diámetro	D	0,059	m
Densidad del aire	$\rho$	0,12245	$Kgr\ s^2/m^4$

Tabla 2 – constantes de reducción

A partir de estos parámetros adimensionales pueden determinarse otros parámetros como la estabilidad que viene dado por la expresión (4) y el centro de presiones dado por la expresión (5):

$$dCm_{cg}/d\alpha = \frac{\partial Cm_{cg}}{\partial \alpha} \quad (4)$$

$$X_{cp} = \frac{-Cm}{Cl \cos \alpha + Cd \sin \alpha} + \frac{Tr}{L} \text{ con } 0 \leq X_{cp} \leq 1 \quad (5)$$

Donde "Tr" es la posición del soporte de la maqueta = 75.86% de L (Tr/L=0.7586). Esto se corresponde con la posición prevista originalmente para el centro de gravedad (CG).

Siempre es deseable determinar la estabilidad y curvas de momentos de cabeceo referidas a diferentes posiciones del CG con el fin de realizar un análisis de sensibilidad frente a variaciones de ese parámetro. En nuestro caso vamos a asumir que la posición más adelantada será del 62%. Las nuevas curvas de estabilidad y momentos se obtienen cambiando el centro de reducción de fuerzas de acuerdo a la ecuación (6):

$$Cm_{cg_{nuevo}} = Cm_{cg_{ensayo}} - Cl * \left( \frac{X_{cg_{ensayo}}}{L} - \frac{X_{cg_{nuevo}}}{L} \right) * \cos \alpha - Cd * \left( \frac{X_{cg_{ensayo}}}{L} - \frac{X_{cg_{nuevo}}}{L} \right) * \sin \alpha \quad (5)$$

En la Figura 3 se muestra la curva de sustentación. Se aprecia que en el rango de bajos ángulos de ataque el comportamiento es lineal. A partir de los 12.5° se ingresa en la zona no lineal de la curva la cual persiste durante el resto del rango de ángulos de ataque. En esta zona el flujo es no estacionario, lo cual se refleja en las oscilaciones de la curva. No obstante es posible apreciar con claridad la forma sinusoidal típica y las zonas de sustentación positiva y negativa.

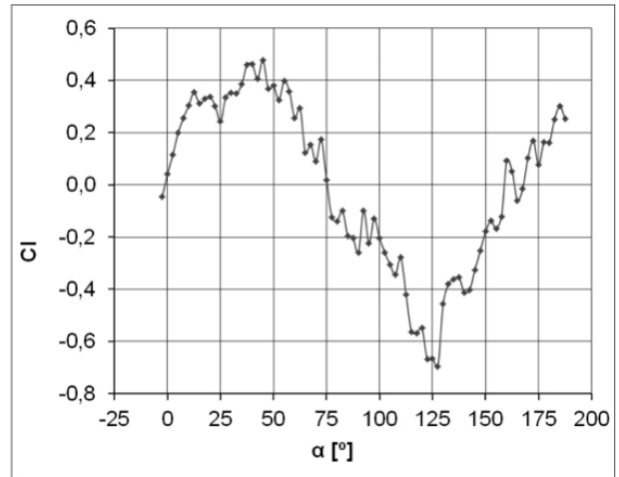


Figura 3 – curva de sustentación.

En la Figura 4 se muestra la curva de resistencia, la cual refleja una fuerte simetría con respecto a  $\alpha \approx 90^\circ$ .

Se observa que la mínima resistencia ocurre con  $\alpha = 0^\circ$  sin embargo este valor es muy alto ( $Cd \approx 0.1$ ). Esto se debe a la gran resistencia generada en la parte frontal hueca de la 1ª etapa. La resistencia se incrementa con  $\alpha$  hasta que en  $\alpha \approx 90^\circ$  se obtiene la máxima resistencia y luego vuelve a decaer.

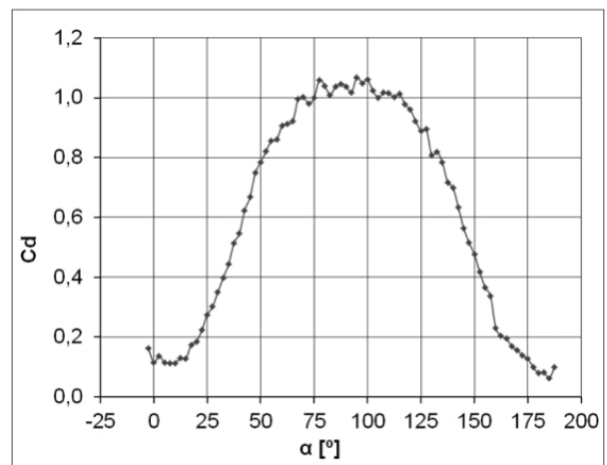


Figura 4 – curva de resistencia.

En la Figura 5 se muestran las curvas de momento de cabeceo. La curva "CG test" es la obtenida durante el ensayo y corresponde a una posición del CG de 75.86%. Esta curva permite apreciar varias características de importancia desde el punto de vista de la separación de etapas:

- Puntos de equilibrio: son los puntos de la curva en donde  $Cm_{cg}=0$ . Se observa que hay un primer punto de equilibrio en  $\alpha=0^\circ$ , seguido de otro en  $\alpha\approx 150^\circ$ .
- Sentido del momento: se observa que el momento es nariz arriba en todo el rango de  $\alpha>0^\circ$ .
- Estabilidad: viene dada por la pendiente de la curva. Se aprecia que el punto de equilibrio de  $\alpha=0^\circ$  es inestable mientras que el punto de equilibrio en  $\alpha\approx 150^\circ$  es estable. Esto significa que la primera etapa, luego de separarse, va a tender a girar y seguir volando invertido (con el morro apuntando hacia atrás). Asimismo se observa que el cambio de pendiente positiva a negativa (Punto de estabilidad neutra) ocurre en  $\alpha\approx 75^\circ$ .

La magnitud de la estabilidad de este punto de equilibrio depende de la posición del CG: es menos estable a medida que se adelanta el CG. Va a existir entonces una posición del CG para la cual la estabilidad es neutra en  $\alpha=0^\circ$ . Ese resultado se muestra en la Figura 5 (Curva CG neutro) correspondiente a un CG ubicado al 72%. Se aprecia que el margen de inestabilidad es muy bajo:  $75.86\% \text{ (CGtest)} - 72\% \text{ (CGneutro)} = 3.86\%$

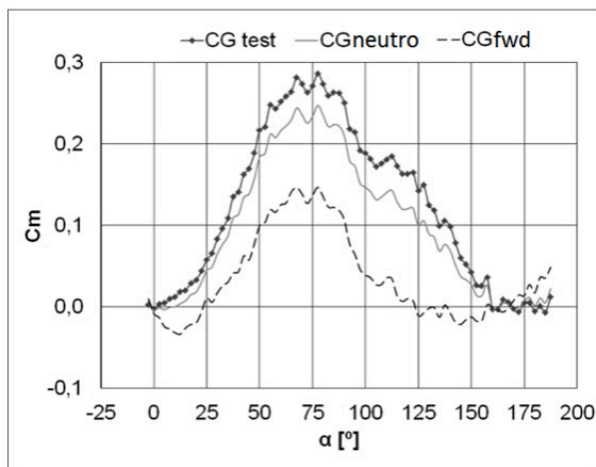


Figura 5 – curvas de momento de cabeceo.

La curva restante (CG fwd) corresponde al CG ubicado al 62% de L. Esta posición está muy por delante del CG neutro y por ello el punto de equilibrio de  $\alpha=0^\circ$  es estable. Asimismo, esta curva muestra que hay otros 3 puntos de equilibrio:  $\alpha\approx 25^\circ$  (inestable),  $\alpha\approx 125^\circ$  (estable) y  $\alpha\approx 160^\circ$  (inestable).

Esto significa que, con el CG al 62%, la 1ª etapa NO va a tender a diverger luego de separarse de la 2ª etapa. Al contrario, va a tender a seguir alineado con la 2ª etapa.

No obstante se observa que la zona de estabilidad en torno al punto de equilibrio  $\alpha=0^\circ$  abarca un rango muy limitado de  $\alpha$ . De hecho solo hay estabilidad hasta  $\alpha\approx 12.5^\circ$  (punto de estabilidad neutra). Por tal motivo es posible perturbar a la 1ª etapa durante la separación con el fin de sacarlo de su punto de equilibrio estable y llevarlo a la zona inestable. De ocurrir esto, la primera etapa va a seguir girando hasta alcanzar el próximo punto de equilibrio estable ( $\alpha\approx 125^\circ$ ) y seguir volando en esa actitud.

En la Figura 6 se muestra la variación de la posición del centro de presiones en función del ángulo de ataque. Se aprecia que su posición no es constante sino que varía entre el 45% y el 80% de L. Para  $\alpha=0^\circ$  su posición es del 80%. Al incrementar el ángulo de ataque su posición se adelanta hasta alcanzar el 45% en  $\alpha\approx 65^\circ$ . Luego, al seguir incrementando el ángulo de ataque, el centro de presiones se retrasa hasta volver al 80% cuando  $\alpha=180^\circ$ . El corrimiento hacia adelante del CP para bajos ángulos de ataque se debe a que en ese rango de  $\alpha$  predomina la carga normal generada en la parte delantera del vector, producto de la separación brusca del aire en la cavidad frontal (Burbuja de separación). A grandes  $\alpha$  esta carga deja de ser predominante en favor de las cargas normales provocadas por la separación de capa límite en las aletas estabilizadoras y por las cargas generadas sobre el fuselaje por sus vórtices. Esto lo confirmaremos posteriormente con las diversas técnicas de visualización de flujo.

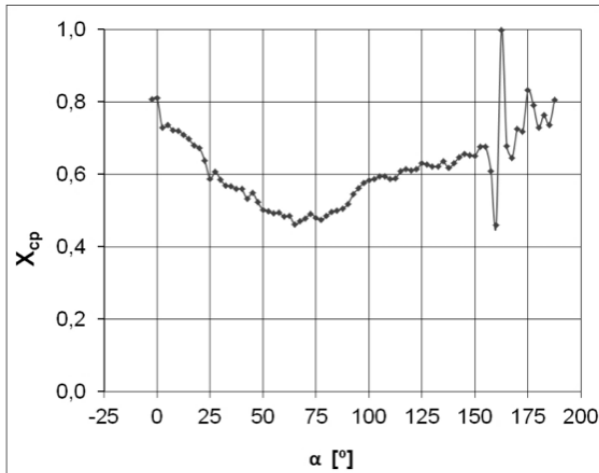


Figura 6 – centro de presiones.

### Distribución de presiones

Durante la separación la primera etapa tendrá expuesta al flujo de aire su parte frontal. La misma no presenta ninguna forma de baja resistencia sino que al contrario es en realidad una cavidad grande que suele contener subsistemas del vector. Resulta entonces interesante medir la distribución de presiones en su interior con el fin de obtener datos adicionales que ayuden a comprender las curvas características medidas con balanza. Por tal motivo se midió la variación de la presión interna en un rango de  $-20^{\circ} \leq \alpha \leq 180^{\circ}$ . Esto se observa en la Figura 7.

La medición de la presión estática en cada toma de presión del mamparo frontal se adimensionaliza por medio de la expresión (7):

$$Cp_i = \frac{P_{Si} - P_{S\infty}}{P_{t\infty}} \quad i=1,10 \quad (7)$$

En donde “Cpi” y “Psi” son el coeficiente de presión y la presión estática de la i-ésima toma de presión respectivamente. “PS∞” y “Pt∞” son la presión estática y total de corriente libre.

Si  $Cp > 0$  la presión estática local es mayor que la presión de corriente libre (implica una sobrepresión local). En cambio, cuando el  $Cp < 0$  significa que la presión estática local es menor que la presión de corriente libre (implica una succión local).



Figura 7 – ensayo de medición de presiones.

Los resultados experimentales de la Figura 8 muestran la existencia de sobrepresiones hasta ángulos de  $\alpha = 62,5^{\circ}$ . Esto concuerda con la intensidad de los momentos desestabilizantes encontrados incluso a grandes ángulos de ataque y con el adelantamiento asociado del centro de presiones.



## Visualización de flujo superficial

En esta etapa del ensayo se desea obtener información cualitativa sobre el patrón de flujo alrededor de la maqueta. Esto se logra por medio de la técnica de “oil flow” que pone en evidencia algunas características del patrón de flujo superficial. Esto permite explicar los resultados encontrados hasta el momento y sirve, además, para validar los próximos ensayos que serán mostrados más adelante.

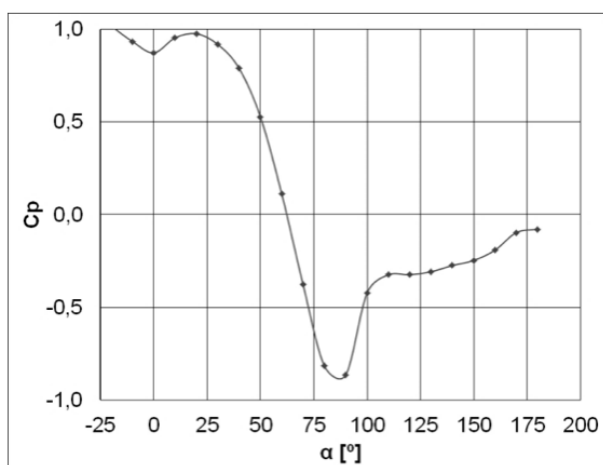


Figura 8 – Cp promedio en el mamparo.

La técnica de oil flow consiste en pintar la maqueta con un líquido viscoso coloreado y dejar que la corriente de aire lo arrastre hasta que se escurra dejando ciertas trazas de fluido. Su interpretación permite saber cómo es el patrón de flujo superficial. Este ensayo se realizó para diversos ángulos de ataque de la maqueta.

En la Figura 9 se observa el ensayo correspondiente a  $\alpha=0^\circ$ . Se aprecia que en la parte frontal hay una línea de acumulación de fluido paralela al labio. Eso indica la presencia de una burbuja de separación de flujo, la cual es generada por el labio delantero. Justo detrás de esa línea está el punto de readherencia del flujo y por ello se aprecian algunas líneas paralelas al eje de la maqueta.



Figura 9 – ensayo de oil flow ( $\alpha=0^\circ$ ).

En la Figura 10 se observa el patrón de flujo correspondiente a  $\alpha=45^\circ$ . En este caso se aprecia que la burbuja de separación frontal ha reducido su área de influencia, confinándose en el extradós. Asimismo se observa una línea de separación a lo largo del fuselaje. Por encima de esta línea aparecen unas líneas de corriente bien definidas que forman un ángulo de  $45^\circ$  respecto al eje del vector. Esta deflexión marcada del flujo se debe a la formación de un vórtice intenso en la parte lateral-superior del fuselaje a grandes ángulos de ataque (Delery, 1990). Es ese vórtice el que deflecta el flujo desde el extradós hacia la línea de separación, donde vuelve a separarse.



Figura 10 – ensayo de oil flow ( $\alpha=45^\circ$ ).

En la Figura 11 se observa el patrón de flujo correspondiente a  $\alpha=90^\circ$ . Se observa que la burbuja de separación delantera ha desaparecido dando lugar a la formación de una zona estanca aguas abajo del labio delantero. Esta zona de flujo estanco se propaga hasta  $\frac{1}{4}$  de la longitud de la maqueta, en donde se forma un nudo de adhesión. Este nudo divide la zona de flujo estanco de la zona de flujo afectado por el vórtice. El vórtice asimismo ha reducido su zona e influencia: ahora se inicia en el nudo

de readhesión mientras que antes se propagaba hasta la burbuja de separación. Por otro lado, la línea de separación longitudinal ahora es doble en la parte central. Esto es una burbuja de separación típica de los efectos de bajos números de Reynolds.



Figura 11 – ensayo de oil flow ( $\alpha=90^\circ$ )

Los resultados del estudio de oil flow se pueden relacionar con las mediciones en balanza con el fin de profundizar la comprensión de los fenómenos observados oportunamente.

Con respecto al estudio de oil flow a  $0^\circ$  se aprecia que es la burbuja de separación la responsable del alto valor del  $C_d$  medido en ese ángulo de ataque. En  $\alpha=0^\circ$  esa burbuja es axisimétrica y por ello no genera una carga lateral desestabilizante. Sin embargo en  $\alpha=45^\circ$  la burbuja se desplaza hacia la parte superior del fuselaje originando una carga lateral desestabilizante. Esta carga sobrepasa el efecto estabilizante de las aletas traseras (que están operando en la zona post pérdida y en consecuencia tienen poca efectividad) y por ello el fuselaje es inestable. En el rango de bajos ángulos de ataque las aletas trabajan con flujo adherido (gran efectividad) mientras que la burbuja de separación posee baja asimetría (carga desestabilizante de baja magnitud). En consecuencia la maqueta es estable.

A muy altos ángulos de ataque ( $\alpha=90^\circ$ ) la burbuja de separación desaparece y en consecuencia también desaparece su carga lateral desestabilizante. En cambio sigue existiendo el efecto estabilizante de las aletas (a pesar de seguir trabajando con flujo totalmente separado). En síntesis el fuselaje se torna estable.

## ESTUDIO DINÁMICO

### Utilaje de simulación dinámica

Se realizó un estudio dinámico mediante el utilaje observado en la Figura 12, el cual permite simular el movimiento de la primera etapa luego de su separación. En el mismo se monta la maqueta de la primera etapa en un sistema de movimiento de 2 grados de libertad. El soporte le permite girar libremente alrededor del eje de rotación que pasa por su CG y asimismo le permite desplazarse libremente de forma lateral. La segunda etapa en cambio va montada sobre un soporte que solo puede desplazarse de forma longitudinal pero no libremente, sino que este desplazamiento es controlado a voluntad durante el ensayo.

El objetivo es dejar fija en el espacio a la segunda etapa mientras se observa la respuesta dinámica de la primera etapa. Si la 1ª etapa es inestable, va a girar alrededor del soporte y además se va a alejar lateralmente de su posición inicial. De esta forma se puede simular la trayectoria de separación. Si la primera etapa es estable, entonces las mismas cargas aerodinámicas lo van a tender a mantener en su posición original, es decir, alineado con la segunda etapa.

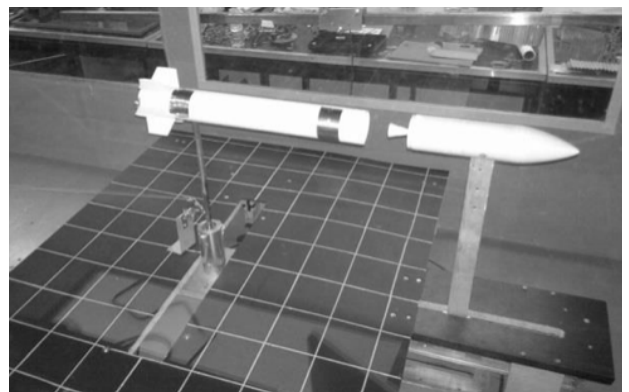


Figura 12 – utilaje de simulación dinámica.



Para analizar la trayectoria se filmó el ensayo con una cámara de alta velocidad montada en el techo del túnel. En la Figura 12 se observa además que hay una placa negra con un reticulado. Este reticulado permite determinar la trayectoria del vector con precisión por medio de fotogrametría cuadro a cuadro.

Este estudio requiere que exista un escalado dinámico de la maqueta con el fin de que la masa y momento de inercia esté en concordancia con los valores del vector modelo (Chambers, 2010). A tal fin se utilizó la ecuación (8) para el escalado de la masa y la ecuación (9) para el escalado del momento de inercia. Estas expresiones se aplican a modelos dinámicos de vuelo libre en condiciones de flujo incompresible.

$$M_{maqueta} = M_{real} * \frac{n^3}{\sigma} \quad (8)$$

$$I_{zzcg_{maqueta}} = I_{zzcg_{real}} * \frac{n^5}{\sigma} \quad (9)$$

Donde “M maqueta” es la masa de la maqueta completa, “M real” es la masa de la primera etapa del vector real al momento de la separación, “I<sub>zzcg</sub> maqueta” es el momento de inercia baricéntrico referido al eje principal perpendicular al eje longitudinal, “I<sub>zzcg</sub> real” es su homólogo pero del vector real, “n” es la escala de la maqueta y “σ” es la relación de densidad de altitud para 14Km (altura de separación de etapas). Cabe aclarar que “M maqueta” es en realidad la suma de la masa de la maqueta más la masa de su soporte más la masa del carro transversal. Lo mismo aplica a “I<sub>zzcg</sub> maqueta”.

El ensayo dinámico se realizó para las siguientes separaciones entre etapas:

- 0.5 diámetro = 30mm
- 1 diámetro = 60mm
- 1.5 diámetros = 90mm
- 2 diámetros = 120mm
- 3 diámetros = 180mm

Para cada condición se colocó a la 1° etapa en su posición de partida, es decir, alineada con la segunda etapa y sin ángulo de deslizamiento. Luego se aceleró el flujo de aire del túnel hasta 20m/Seg y al alcanzar el régimen se liberó la traba del mecanismo de 2 grados de libertad. La respuesta dinámica de la 1° etapa era entonces filmada como muestra la Figura 13.

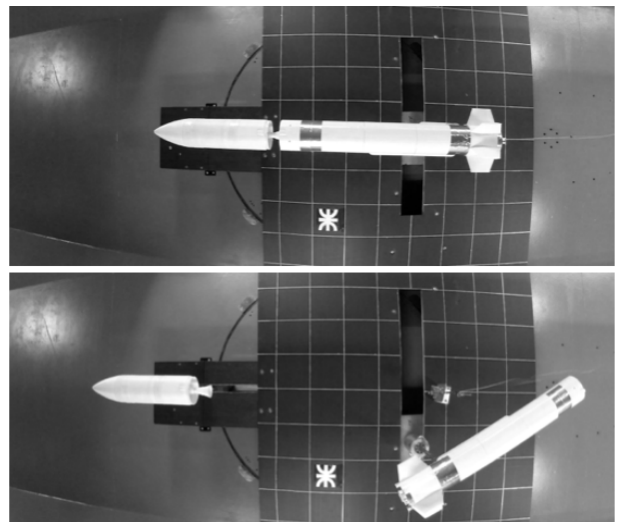


Figura 13 – estados inicial (arriba) y final (abajo).

En todos los casos la respuesta dinámica comenzaba con una fuerte divergencia (tendencia a volar con el morro apuntando hacia atrás). Este movimiento era seguido por un movimiento de tipo “corto período” (oscilaciones rotacionales de alta frecuencia). Allí se apreciaba que la maqueta tiende a alcanzar su posición de equilibrio estable ( $\alpha=150^\circ$ ) por medio de oscilaciones en torno a este punto. Estas vibraciones se amortiguaban rápidamente dando lugar a un

movimiento del tipo “fugoide”: oscilación rototraslatoria de largo período y gran amplitud (siempre con la maqueta volando invertida a  $150^\circ$ ). Finalmente la respuesta dinámica se estabilizaba en una divergencia lateral originada por el sideforce remanente a  $150^\circ$  (Para  $\alpha=150^\circ$  hay un cierto Cl de acuerdo a la curva de balanza). Evidentemente esta divergencia está limitada por el recorrido transversal del mecanismo, no obstante se pudo constatar su presencia. De esta forma la respuesta dinámica observada se correlaciona muy bien con los resultados experimentales ensayados en condiciones estáticas.

### Tomoscopía laser

Con el fin de profundizar la comprensión del campo de movimiento alrededor de las maquetas se realizaron diversos estudios de tomoscopía laser. Esta técnica es particularmente útil para visualizar estructuras vorticosas, estelas o flujos separados.

Requiere utilizar un plano láser y un generador de humo. Cuando las partículas de humo atraviesan el plano laser generan una dispersión de luz, lo cual permite ver su posición y en consecuencia se puede ver el patrón de flujo.

En primera instancia se realizó una tomoscopía a la estela de la 2ª etapa. El objetivo era determinar el tamaño relativo de la estela detrás de la maqueta de la 2ª etapa. Esto es de importancia ya que deberá tenerse en cuenta su efecto al interactuar con la 1ª etapa durante la separación. El ensayo se realizó en a diversas velocidades. Se encontró que el tamaño relativo de esta estela no cambiaba con la velocidad. En la Figura 14 se aprecian 2 zonas de flujo recirculante. Un está detrás de la parte trasera del fuselaje y se trata de un vórtice toroidal que rodea a la tobera (En la

imagen solo se ven los 2 vórtices contrarotativos del corte con el plano laser). Luego, detrás de la tobera se forma otra región de flujo separado (no estacionario en este caso). La corriente libre que rodea a esta estela compleja sigue una trayectoria elíptica.

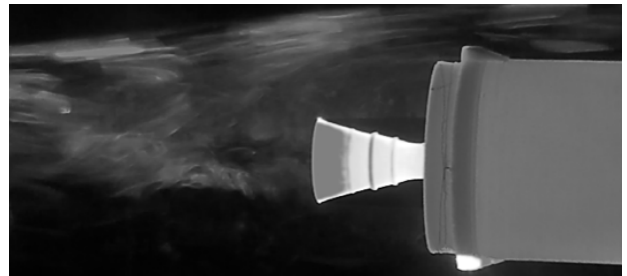


Figura 14 – tomoscopía de la segunda etapa.

Posteriormente se realizó un ensayo para visualizar el vórtice detectado durante los ensayos de oil flow con el fin de confirmar su existencia y su extensión. Esto se observa en la Figura 15 donde se logra ver con claridad el punto de separación de capa límite, seguida de la lámina libre de corte (“feeding sheet”) que se genera al separarse la capa límite de la maqueta. Asimismo puede verse como esa lámina se enrolla sobre sí mismo como consecuencia de la vorticidad libre contenida dentro de la misma. Este enrollamiento da origen al vórtice (Nielsen, 1960). La imagen permite además identificar el núcleo del vórtice y su sentido de giro.

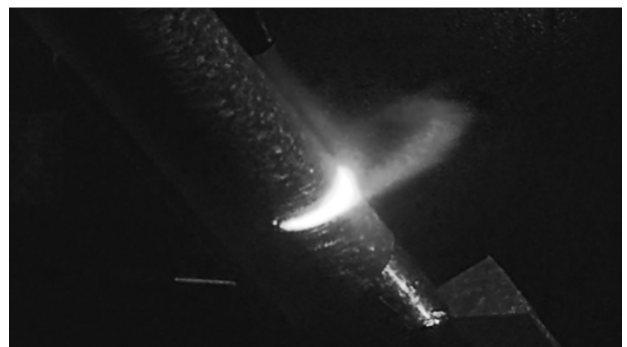


Figura 15 – vórtice sobre la 1ª etapa.

En tercera instancia se procedió a visualizar la burbuja de separación que se forma en el labio frontal de la maqueta. En particular al mismo se lo visualizó con un ángulo de ataque de  $15^\circ$  con el fin de analizarlo en una condición asimétrica (condición de carga lateral producida por la burbuja). En la Figura 16 se aprecia la extensión de la burbuja de separación, con sus puntos de separación y readhesión claramente visibles. Dentro de esta burbuja se forma un vórtice (que para muy bajos ángulos de ataque se trata de un vórtice toroidal que rodea al labio frontal de la 1° etapa). Asimismo se aprecia claramente la fuerte desviación lateral que sufre el flujo de aire aguas arriba de la burbuja.

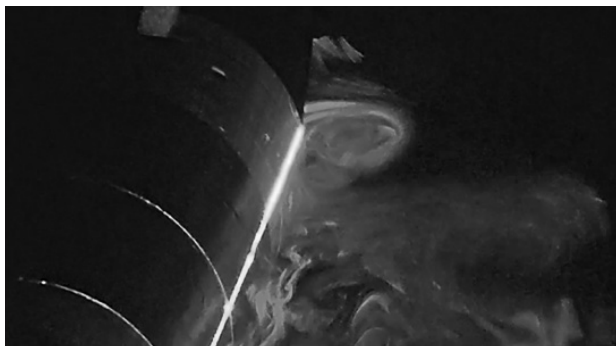


Figura 16 – burbuja de separación.

Finalmente se realizó la visualización del patrón de flujo que se forma entre las dos etapas cuando se encuentran a muy pequeña separación. Esto permite saber si esa interacción ayuda o no a la divergencia de la 1° etapa durante la separación.

En la Figura 17 se observa que incluso con la maqueta a  $15^\circ$  sigue existiendo una burbuja de separación en el lado aguas arriba de la 1° etapa. Esta burbuja, junto con la estela de la 2° etapa, hacen que la corriente de aire principal sufra una desviación muy fuerte dentro del canal de aire que se forma entre las mismas. Esto parece no tener efecto en la estabilidad de la 1° etapa, lo cual se concuerda con los ensayos dinámicos.



Figura 17 – interacción entre etapas.

## CONCLUSIONES

La campaña de ensayos en túnel de viento llevada adelante por el LAyF permitió comprender en profundidad el proceso de separación. Todos los ensayos mostraron muy buena correlación entre ellos lo cual garantiza la certeza de las conclusiones extraídas en este informe.

Desde el punto de vista de la separación el resultado más importante es que la 1° etapa con su CG real muestra un comportamiento estable dentro de un rango muy bajo de ángulos de ataque. Fuera de ese rango de  $\pm 12.5^\circ$  el modelo se vuelve inestable.

## AGRADECIMIENTOS

A la empresa VENG S.A. pues el proyecto fue realizado en forma conjunta en el marco del desarrollo de vehículos experimentales. También se agradece a los ingenieros Meroniuc y Milanese, así como los alumnos Tomkiewicz, Toomey y Torne, quienes participaron activamente en las actividades experimentales.

## REFERENCIAS

*Lee, Wang, Hsiao, Lim, Srigrarom, "Classification of Airfoils by Abnormal Behavior of Lift Curves at Low Reynolds Number", 24th International Congress of the Aeronautical Sciences, 29 august to 3 September 2004, Yokohama, Japan, 1-4, (2004).*

*Rae, pope, "Low-Speed Wind Tunnel testing", second edition, John Wiley & Sons, USA, 193-198, (1984).*

*Delery,"Physique des Ecoulements Tourbillonnaires", ONERA, 27-29, 1990.*

*Chambers, "Modelling Flight", first edition, National Aeronautics and Space Administration, USA, 18-25, (2010).*

*Nielsen, "Aerodynamics of Missiles", first edition, Nielsen Engineering & Research, inc., USA, 85-89, (1960).*